



Christian F.M. Dussanric
Sughrue Mimi et al
Q 57641

U.S. PTO
09/492749



BREVET D'INVENTION

10th 2
3/30/00

CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le **15 DEC. 1999**

Pour le Directeur général de l'Institut
national de la propriété industrielle
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT
NATIONAL DE
LA PROPRIÉTÉ
INDUSTRIELLE

SIEGE
26 bis, rue de Saint Petersburg
75800 PARIS Cédex 08
Téléphone : 01 53 04 53 04
Télécopie : 01 42 93 59 30

This page blank (uspto)

26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08
Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 93 59 30

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE

Confirmation d'un dépôt par télécopie ☐

Cet imprimé est à remplir à l'encre noire en lettres capitales

Réserve à l'INPI

DATE DE REMISE DES PIÈCES

27 JAN 1999

N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL

99 00880 -

DÉPARTEMENT DE DÉPÔT

75

DATE DE DÉPÔT

27 JAN. 1999

1 **NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE
À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE**

**CABINET ORES
6, Avenue de Messine
75008 PARIS**

2 **DEMANDE Nature du titre de propriété industrielle**

☒ brevet d'invention

☐ demande divisionnaire

☐ certificat d'utilité

☐ transformation d'une demande
de brevet européen

☒ demande initiale

☐ brevet d'invention

n° du pouvoir permanent

références du correspondant

téléphone

PJndF278/78

0145627500

☐ certificat d'utilité n°

date

Établissement du rapport de recherche

☐ différé

☒ immédiat

Le demandeur, personne physique, requiert le paiement échelonné de la redevance

☐ oui

☐ non

Titre de l'invention (200 caractères maximum)

DISPOSITIF DE PROPULSION NOTAMMENT POUR FUSEE.

3 **DEMANDEUR (S)** n° SIREN

code APE-NAF

Nom et prénoms (souligner le nom patronymique) ou dénomination

**Organisation Intergouvernementale dite
AGENCE SPATIALE EUROPEENNE**

Forme juridique

Etablissement Public

Nationalité (s)

Française

Adresse (s) complète (s)

**8-10 rue Mario-Nikis
75738 PARIS CEDEX 15
FRANCE**

Pays

FRANCE

En cas d'insuffisance de place, poursuivre sur papier libre ☐

4 **INVENTEUR (S)** Les inventeurs sont les demandeurs

☐ oui

☒ non

Si la réponse est non, fournir une désignation séparée

5 **RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES**

☐ requise pour la 1ère fois

☐ requise antérieurement au dépôt : joindre copie de la décision d'admission

6 **DÉCLARATION DE PRIORITÉ OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE LA DATE DE DÉPÔT D'UNE DEMANDE ANTÉRIEURE**

pays d'origine

numéro

date de dépôt

nature de la demande

7 **DIVISIONS**

antérieures à la présente demande n°

date

n°

date

8 **SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE**

(nom et qualité du signataire)

**P. JACQUARD (N° 92- 4024)
CABINET ORES**

SIGNATURE DU PRÉPOSÉ À LA RÉCEPTION

SIGNATURE APRÈS ENREGISTREMENT DE LA DEMANDE À L'INPI

DÉSIGNATION DE L'INVENTEUR

(si le demandeur n'est pas l'inventeur ou l'unique inventeur)

DEPARTEMENT DES BREVETS

26bis, rue de Saint-Petersbourg
75800 Paris Cédex 08

Tél. : 01 53 04 53 04 - Télécopie : 01 42 93 59 30

PJndF278/78

N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL

7900880

TITRE DE L'INVENTION :

DISPOSITIF DE PROPULSION NOTAMMENT POUR FUSEE.

LE(S) SOUSSIGNÉ(S)

P. JACQUARD
CABINET ORES
6, Avenue de Messine
75008 PARIS
FRANCE

DÉSIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) (indiquer nom, prénoms, adresse et souligner le nom patronymique) :

DUJARRIC Christian François Michel
52, rue Michel Ange
75016 PARIS
FRANCE

NOTA : A titre exceptionnel, le nom de l'inventeur peut être suivi de celui de la société à laquelle il appartient (société d'appartenance) lorsque celle-ci est différente de la société déposante ou titulaire.

Date et signature (s) du demandeur ou du mandataire

Paris, le 27 Janvier 1999


P. JACQUARD (N° 92-4024)
CABINET ORES

DOCUMENT COMPORTANT DES MODIFICATIONS

PAGE(S) DE LA DESCRIPTION OU DES REVENDECATIONS OU PLANCHE(S) DE DESSIN			R.M.*	DATE DE LA CORRESPONDANCE	TAMPON DATEUR DU CORRECTEUR
Modifiée(s)	Supprimée(s)	Ajoutée(s)			
Page 21				09-06-99	14 JUIN 1999 L E M

Un changement apporté à la rédaction des revendications d'origine, sauf si celui-ci découle des dispositions de l'article R.612-36 du code de la Propriété Intellectuelle, est signalé par la mention «R.M.» (revendications modifiées).

DISPOSITIF DE PROPULSION NOTAMMENT POUR FUSEE.

L'invention concerne un dispositif de propulsion, notamment pour fusée.

La propulsion par fusée est le seul moyen utilisable au-delà de l'atmosphère. La dimension d'un vaisseau spatial dépend essentiellement de l'impulsion spécifique I_{sp} , qui est donnée par la formule classique :

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln (m_1/m_0) \quad (I)$$

dans laquelle ΔV est l'incrément de vitesse, g_0 est l'attraction de la pesanteur, m_1 est la masse lors du lancement, et m_0 est la masse sur orbite, et \ln le logarithme népérien.

Les améliorations de la propulsion par fusée tendent à augmenter cette impulsion spécifique, mais il existe des limites physiques à ce paramètre et les progrès ont été très lents au cours des dernières décennies.

La formule ci-dessus peut être en particulier appliquée à un vaisseau, à un seul étage, mis sur orbite (SSTO). L'incrément de vitesse ΔV nécessaire pour atteindre une orbite terrestre basse (LEO) est de l'ordre de 9 000 mètres par seconde, y compris les pertes. Par convention, on peut considérer la masse résiduelle de carburant comme une partie de la charge utile m_p . La masse sur orbite m_0 est la somme de la masse à vide ou masse sèche m_d et de la charge utile m_p . Avec la propulsion par fusée de l'art antérieur, il est relativement difficile d'obtenir une charge utile suffisante dans le cas d'un vaisseau du type SSTO.

La présente invention se propose d'apporter un gain quantitatif à la valeur de l'impulsion spécifique I_{sp} de la propulsion par fusée tout en limitant à des valeurs raisonnables la masse du moteur de la fusée.

Dans l'état actuel de la technique, il existe seulement deux solutions qui permettent d'obtenir un rapport satisfaisant entre la poussée et la masse du système de propulsion. Ce sont la propulsion chimique et la propulsion nucléothermique.

La propulsion chimique est bien connue et est utilisée pour tous les lanceurs actuellement mis en oeuvre. Les moteurs les plus performants utilisent actuellement une combustion à plusieurs étages.

Les limites actuelles des performances en impulsion spécifique I_{sp} de la propulsion chimique sont dues à des limitations physiques, dont la plus

importante est le choix de l'ergol. Le plus connu est l'ensemble hydrogène liquide-oxygène liquide. Des améliorations limitées peuvent être obtenues en augmentant la pression de la chambre de combustion au prix de difficultés technologiques accrues. Le moteur SSME ("Space Shuttle Main Engine") pour la navette spatiale américaine présente les meilleurs résultats actuellement obtenus en terme d'impulsion spécifique Isp. C'est pourquoi ce moteur SSME sera pris à titre de référence en vue des études et comparaisons avec les modes de réalisation proposés selon la présente invention.

Les caractéristiques techniques du moteur SSME sont les suivantes :
débit massique $q = 468 \text{ kg/s}$, pression de la chambre $P_c = 207 \text{ bar}$
rapport de mélange = 6, diamètre de sortie de tuyère = 2,39 m, rapport de détente = 77
impulsion spécifique $I_{sp} = 455 \text{ s}$
poussée $F = 2090 \text{ kN}$,
masse du moteur = 3 tonnes.

La pression P_e calculée à la sortie de tuyère est de l'ordre de 0,176 bar.

Les comparaisons ci-après avec les modes de réalisation de la présente invention ont été obtenues, pour faciliter la comparaison, pour un même débit massique, pour une même pression de chambre et pour une même pression de sortie tuyère.

La propulsion nucléothermique présente une impulsion spécifique qui est supérieure à celle que peut produire la propulsion chimique. La chaleur générée par un réacteur nucléaire est transférée directement à un gaz expulsé qui est fourni par des réservoirs. En général, il s'agit d'hydrogène en raison de sa masse moléculaire plus faible.

La propulsion nucléothermique a été développée activement aux Etats-Unis dans les années 1960 dans le cadre du programme NERVA et plus récemment dans le cadre du programme Timberwind. Une installation test a été mise en oeuvre au sol et a délivré pendant une heure une poussée de 30 tonnes avec une impulsion I_{sp} de 800 secondes. Des études approfondies ont également été réalisées en Russie ainsi que des tests sur des sous-systèmes.

Les programmes relatifs à la propulsion nucléothermique sont actuellement ralentis. Une explication possible est que, dans le but de dépasser les performances relatives à l'impulsion Isp des fusées chimiques, il est nécessaire de prendre des risques élevés tant du point de vue programmatique que du point de vue de la sécurité. En effet :

- atteindre une impulsion Isp notablement supérieure à celle générée par les étages de combustion actuels à oxygène et hydrogène liquides nécessite pour la propulsion nucléothermique les plus hautes températures possibles ainsi que des très hautes pressions à l'interface entre le coeur nucléaire et les gaz de sorties. Les performances demandées pousseraient jusqu'à ses limites technologiques une partie critique du moteur du point de vue de la sécurité.
- il est difficile d'uniformiser la température interne du coeur nucléaire. Il en résulte un risque de dégradation du moteur en raison des marges de températures qui sont réduites par rapport aux limites technologiques des matériaux.

En outre, l'utilisation d'un moteur nucléothermique n'a pu être envisagée jusqu'à présent que pour des missions interplanétaires, étant donné que pour une mission en orbite, les débris d'un lanceur non récupérable retombent sur terre. A l'époque où ce type de propulsion a été étudié, les lanceurs récupérables étaient encore loin de devenir disponibles.

Jusqu'à présent et pour tous les types de fusées existants, la poussée est obtenue grâce à l'expansion d'un gaz à haute pression qui est chauffé à température élevée par une seule source, qu'elle soit chimique ou nucléaire. Il existe des limites technologiques relatives au chauffage du gaz, ce qui se traduit par des limites relatives à l'impulsion spécifique Isp.

On remarquera que jusqu'à présent, l'utilisation de sources de chaleur diversifiées ou bien l'introduction de chaleur à différents endroits n'a pas été essayée.

La présente invention a pour objet de s'affranchir au moins partiellement des limites précisées ci-dessus en ce qui concerne l'impulsion spécifique et/ou les contraintes technologiques en température.

Dans ce but, l'invention concerne un dispositif de propulsion comprenant une chambre ou région d'injection d'au moins un fluide de propulsion, qui est disposée en amont d'une tuyère d'éjection de gaz, caractérisé en ce qu'il présente une boucle d'induction qui entoure une zone de la tuyère, pour chauffer les gaz éjectés, et en ce qu'il présente un générateur électrique haute fréquence pour alimenter ladite boucle d'induction.

Outre la mise en oeuvre du système de chauffage par induction des gaz d'éjection, le dispositif selon l'invention est susceptible de fonctionner en particulier avec un fluide stocké sous forme cryogénique, et/ou avec une source d'énergie telle qu'une source nucléaire qui produit de la chaleur et de l'énergie mécanique, laquelle actionne le générateur électrique.

Outre le fait qu'il est possible de fournir au moins une partie de l'énergie dans la région divergente de la tuyère, par chauffage par induction, il est également possible dans le cadre de la présente invention :

- de fournir de l'énergie au gaz propulseur à partir d'une réaction chimique;
- et/ou de fournir une partie de l'énergie au gaz propulseur à partir d'une source de chaleur, notamment nucléaire, qui est située en amont de la chambre d'injection.

Plus particulièrement, les modes de réalisation de l'invention concernent des moteurs fonctionnant selon deux types de cycle thermodynamique, à savoir un moteur de fusée nucléochimique à induction, ou bien un moteur de fusée nucléothermique à induction.

Un des buts de l'invention est en particulier d'injecter le plus d'énergie possible dans le flux éjecté par la tuyère, à l'aide d'une boucle d'induction, de manière à augmenter l'impulsion I_{sp} et/ou la poussée T . Cette amélioration des performances présente bien entendu un prix, qui est l'augmentation de la masse du propulseur en comparaison des solutions de l'art antérieur.

Au moins un desdits fluides peut recevoir de la chaleur en amont de son injection dans ladite région d'injection, à partir d'un échangeur de refroidissement de la tuyère et/ou de la région d'injection.

Au moins un desdits fluides peut alimenter au moins un premier échangeur de refroidissement du générateur électrique.

Selon un premier aspect, le dispositif selon l'invention est du type chimique et en particulier du type nucléochimique et il comporte à cet effet une chambre d'injection qui présente une première entrée pour un premier fluide de propulsion, (par exemple H_2) et une deuxième entrée pour un deuxième fluide de propulsion (par exemple O_2) qui entrent dans la région d'injection, et réagissent chimiquement pour produire de la chaleur, la chambre d'injection constituant une chambre de combustion.

En particulier, le dispositif peut être d'un type nucléochimique à induction et dans ce but, il est caractérisé en ce qu'il présente un générateur nucléaire qui constitue une source chaude pour un moteur thermique qui est couplé au générateur électrique et en ce qu'au moins un desdits fluides de propulsion est fourni sous forme cryogénique et traverse au moins un deuxième échangeur pour constituer une source froide pour le moteur thermique.

Au moins un desdits fluides de propulsion peut alors alimenter au moins un troisième échangeur qui est chauffé par ledit générateur nucléaire et qui est disposé en aval dudit deuxième échangeur.

Le moteur thermique peut entraîner au moins une pompe de mise en circulation et en pression d'au moins un desdits fluides de propulsion.

Selon un mode de réalisation préféré, le moteur thermique est du type en circuit fermé, notamment selon un cycle de BRAYTON, avec un fluide de travail qui est comprimé par un compresseur et qui fait tourner une turbine qui entraîne le générateur électrique. Ce moteur thermique présente une source froide qui est constituée par lesdits premier et deuxième fluides de propulsion et une source chaude qui est constituée par ledit générateur nucléaire.

Selon une autre variante de propulsion nucléochimique à induction, le dispositif comporte un générateur nucléaire, un compresseur, et une turbine qui entraîne au moins le compresseur et un générateur électrique, et le premier fluide de propulsion, qui est fourni sous forme cryogénique sert également de fluide de travail et il est dirigé dans un circuit comprenant successivement de l'amont vers l'aval :

- a) ledit compresseur ou il est comprimé
- b) le générateur nucléaire où il est chauffé

- c) la turbine afin d'entraîner celle-ci
- d) de nouveau le générateur nucléaire où il est chauffé
- e) la première entrée de la chambre d'injection.

5 Dans cette configuration, le premier fluide, en particulier de l'hydrogène, est utilisé pour entraîner la turbine qui fournit à son tour de l'énergie mécanique pour le compresseur et surtout pour le générateur électrique, mais, contrairement au cas précédent, le cycle est ouvert, puisque le premier fluide, qui est utilisé pour entraîner la turbine, est ensuite éjecté à travers la tuyère.

10 Selon un deuxième aspect de l'invention qui concerne un système de propulsion thermique à induction, et la chambre d'injection présente une seule entrée d'un fluide de propulsion sous forme gazeuse.

Selon une variante préférée, le dispositif comporte un moteur thermique du type en circuit fermé, notamment à cycle de BRAYTON, avec un fluide de travail qui est comprimé par un compresseur et qui fait tourner une turbine qui
15 entraîne notamment le générateur électrique, avec une source froide qui est constituée par un générateur nucléaire.

Selon une autre variante de propulsion nucléochimique à induction, le dispositif comporte un générateur nucléaire, un compresseur, et une turbine qui entraîne au moins le compresseur et un générateur électrique et ledit fluide, fourni
20 sous forme cryogénique, est dirigé dans un circuit ouvert comprenant successivement de l'amont vers l'aval :

- a') ledit compresseur où il est comprimé
- b') le générateur nucléaire où il est chauffé
- c') la turbine afin d'entraîner celle-ci
- 25 d') de nouveau le générateur nucléaire où il est chauffé
- e') ladite entrée de la chambre d'injection.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront mieux à la lecture de la description qui va suivre, donnée à titre d'exemple non limitatif en liaison avec les dessins, dans lesquels :

30 - les Figures 1 à 3 représentent trois modes de réalisation de l'invention relatifs à une propulsion nucléochimique à induction ;

- et les Figures 4 et 5 représentent deux modes de réalisation de l'invention relatifs à une propulsion nucléothermique à induction.

Le dispositif de propulsion de type nucléochimique à induction représenté à la Figure 1 présente un circuit d'hydrogène 20 qui comprend une conduite 21 d'amenée d'hydrogène à une pompe 10 qui alimente un conduit 22 et dont la sortie est connectée à l'entrée d'un circuit 12 de refroidissement d'un générateur électrique 11. Le circuit de refroidissement 12 présente une sortie connectée à un conduit 23 qui alimente une pompe 14 qui dirige l'hydrogène à travers un conduit 24 qui le fait traverser un échangeur 17 pour servir de source froide à un moteur thermique 18, après quoi un conduit 25 le fait traverser en vue de son réchauffage dans un échangeur 29 d'un coeur nucléaire 19 qui sert de source chaude au moteur thermique 18. En aval du coeur nucléaire 19, le conduit 26 dirige l'hydrogène gazeux vers un conduit 27 d'alimentation d'une chambre d'injection 5 disposée en amont d'une tuyère 1 qui présente un col 3 et qui s'évase progressivement en 6 et en 7, les régions évasées 6 et 7 étant séparées par une région 4 dans laquelle est disposée une boucle d'induction 8 alimentée par une ligne d'alimentation 9 par le générateur électrique 11 qui produit un courant à haute fréquence (par exemple de l'ordre de quelques dizaines de kHz).

Le générateur thermique 18 dont la source chaude est le générateur nucléaire 19, et dont les sources froides sont l'hydrogène et l'oxygène qui traversent l'échangeur 17, est couplé à un arbre 15 qui entraîne les pompes 10 et 14 de circulation d'hydrogène, le générateur d'énergie électrique 11 ainsi qu'une pompe 16 de circulation d'oxygène.

L'oxygène traverse un circuit 30 qui comporte un conduit d'amenée 31 en amont de la pompe 16, un conduit 32 en aval de celle-ci pour qu'il traverse également l'échangeur 17 pour constituer une source froide du moteur thermique 18, puis une ligne 33 en aval de l'échangeur 17, puis éventuellement un échangeur 34 à contre-courant autour des régions évasées 6 et 7 de la tuyère et autour de la chambre d'injection 5 afin de les refroidir et, enfin, un conduit d'injection 37 dans la chambre d'injection 5 qui alimente la tuyère 1.

Une part de la puissance mécanique produite par le moteur thermique 18 sert donc à entraîner les turbopompes 10, 14 et 16, alors que l'essentiel

de cette puissance est utilisé pour piloter un générateur électrique 11 de puissance élevée et de fréquence élevée.

Comme le montre la Figure 1 et la description ci-dessus, toutes les pertes du système se retrouvent sous forme de chaleur qui est transportée par les fluides de propulsion à la sortie 7 de la tuyère, et contribue à l'énergie fournie aux gaz de propulsion. Les échanges de chaleur peuvent être optimisés de manière à éviter un fonctionnement en deux phases des turbopompes et minimiser le poids total des turbopompes.

Ayant donc servi de source froide pour le moteur thermique 18, l'hydrogène et éventuellement l'oxygène sont réchauffés par la source nucléaire 19 jusqu'à une température compatible avec les limites technologiques. Dans l'exemple représenté, L'oxygène n'est pas réchauffé par le coeur nucléaire. Il peut donc servir à refroidir la tuyère et la région d'injection dans un échangeur 34 à contre-courant du jet propulsif.

L'hydrogène chaud et l'oxygène réchauffé sont introduits dans la chambre de combustion 5 et réagissent ensemble, l'enthalpie de combustion apportant une élévation de température de l'ordre de $3\,600^{\circ}\text{K}$ pour un rapport du mélange de l'ordre de 6. Les gaz sont évacués à travers le col 3 qui initie l'expansion et le refroidissement du flux gazeux à travers des régions évasées 6 et 7.

Une boucle magnétique 8 est disposée autour de la région d'expansion 6,7 et elle est alimentée en courant électrique haute fréquence. Cette boucle 8 génère un champ magnétique variable qui génère à son tour des courants électriques dans le plasma de sortie de manière à le réchauffer. L'expansion de ce flux se poursuit dans la région évasée 7 jusqu'à ce qu'une pression statique basse soit obtenue.

Si l'on considère que la chaleur produite par le générateur nucléaire 19, y compris les pertes mécaniques et électriques, et la chaleur générée par la combustion se retrouvent en totalité dans le flux de sortie, la valeur approximative de la vitesse V_e du gaz de sortie est donnée en appliquant le principe de la conservation d'énergie par la formule suivante :

$$(II) \quad V_e = \sqrt{2E_0(T_c + \frac{P_N}{qE_0})(1 - (\frac{P_e}{P_c})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}})}$$

avec $R = 8,316 \text{ J/mole } ^\circ\text{K}$ et $\gamma \cong 1,212$ en tenant compte des effets de dissociation des gaz en sortie de tuyère.

Dans cette formule P_c désigne la pression dans la chambre de combustion, P_e désigne la pression de sortie des gaz, et P_N désigne la puissance
5 fournie par le générateur nucléaire 19.

On a : $P_N = P_M + P_R$, P_M désignant la puissance fournie au moteur 18 et P_R la puissance fournie pour le réchauffage.

q désigne le débit massique total.

Pour un rapport de mélange de 6, la masse molaire M est égale à
10 14 grammes.

E est donné par la formule suivante :

$$(III) \quad E = E_0 T_c = \frac{R}{M} \left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right) T_c ; E \text{ est l'enthalpie chimique } (T_c \cong 3\,600^\circ\text{K})$$

La poussée T et l'impulsion spécifique I_{sp} sont alors obtenues en
15 prenant compte la pression statique P_e du flux à la sortie de la tuyère 1.

$$(IV) \quad I_{sp} = \frac{V_e}{g_0} + P_e \frac{A_e}{qg_0} \text{ et } T = q I_{sp} g_0,$$

A_e est la section de sortie de la tuyère et $g_0 = 9,81 \text{ m/s}^2$

L'invention permet de maintenir les exigences technologiques modérées pour chacun des éléments du système, tout en permettant d'obtenir une
20 impulsion spécifique I_{sp} relativement élevée grâce à l'addition de leurs effets.

En particulier, les températures modérées sont choisies pour le générateur nucléaire 19 de manière à sécuriser son fonctionnement. En outre, la puissance fournie par le générateur électrique 11 est injectée dans le flux propulsif dans une région 4 dans laquelle le flux s'est déjà refroidi par détente. Ceci permet
25 d'obtenir une enthalpie totale 13 très élevée tout en limitant les problèmes de réchauffement de parois au niveau du col 3 de la tuyère 1.

En ce qui concerne le coeur nucléaire 9, le concept recommandé est un réacteur à lit de particules qui permet d'atteindre une température de coeur de

3000°K, une densité de puissance de 40 MW/l et une masse spécifique de 0,3 à 0,5 MW/kg. On se reportera en particulier à l'Article de BOROWSKI et collaborateurs intitulé "Nuclear thermal rockets", paru dans Aerospace America, page 34, Juillet 1992.

5 Dans le cadre de la présente invention, on peut se limiter à une température de coeur de 2 000°K, une densité de puissance de 25 MW/l et une masse spécifique de 0,2 MW/kg.

La technique de chauffage d'un plasma par induction est connue depuis plus d'un siècle et elle est actuellement utilisée dans l'industrie, notamment
10 dans des procédés d'élaboration de matériaux très purs. On se reportera en particulier à l'Article de J. REBOUX intitulé "Les plasmas thermiques inductifs", paru dans la Revue Générale de Thermique, n° 310, Octobre 1987.

Dans l'application envisagée selon l'invention, la boucle d'induction est enroulée autour de la tuyère d'expansion 6, 7. Par exemple, étant donné que les
15 tuyères d'expansion des fusées sont déjà conçues comme étant un faisceau de tubes de refroidissement qui sont soudés les uns aux autres, il est possible de conserver le principe d'un tube enroulé qui est refroidi par un flux interne d'hydrogène liquide et qui constitue à la fois la tuyère proprement dite et la boucle d'induction. Dans le cadre du présent concept, les spires de tubes ne peuvent pas être soudées ensemble mais
20 doivent être maintenues par un matériau isolant qui assure l'imperméabilité au gaz. Une telle conception offre également la possibilité de mettre en oeuvre un circuit électrique supraconducteur, donc sans perte électrique, qui évacue la chaleur générée ou récupérée dans le circuit.

Comme expliqué dans l'Article de J. REBOUX, il existe une
25 fréquence optimale pour laquelle le nombre de tours qui constitue la boucle de transfert d'énergie est minimale. Cette fréquence est fonction du diamètre de la tuyère. Dans le cas présent, la fréquence optimale est de l'ordre de 60 kHz, si ce diamètre est de l'ordre de 0,7 mètre.

Une vitesse de rotation de 30 000 tours/minute, qui représente la
30 vitesse de rotation normale d'une turbopompe permet une production directe de courant électrique dont la fréquence est de l'ordre de grandeur cherché sans nécessiter

la présence d'un convertisseur de fréquence compliqué. On sait qu'en effet dans les applications industrielles, un convertisseur de fréquence présente une masse importante et présente également l'inconvénient d'un faible rendement énergétique pour un système de chauffage à induction.

5 La Figure 2 illustre un concept de propulsion nucléochimique inductive pourvu d'une boucle indépendante de génération d'énergie.

Ce concept met en oeuvre un moteur thermique à cycle fermé présentant un fluide de travail, par exemple de l'hélium soumis à un cycle de BRAYTON. Un échangeur 65 disposé dans le réacteur nucléaire sert de source chaude
10 et il chauffe le fluide à une température de l'ordre de 2 000°K. Cette température est compatible avec les possibilités techniques actuelles des zones de turbine en environnement d'hélium. La source froide est constituée par deux échangeurs de chaleur en série, l'un, 42 avec l'oxygène cryogénique et l'autre, 41 avec l'hydrogène cryogénique. Etant donné que la température de l'hydrogène dans son cryostat est de
15 l'ordre de 20°K, on suppose que, lorsqu'on prend en compte le refroidissement du générateur électrique 11, par exemple supraconducteur, et les pertes de chaleur à travers l'échangeur de chaleur, la température du fluide, tel que l'hélium, de la boucle peut être abaissée jusqu'à environ 60°K à l'entrée du compresseur 43.

En sortie de l'échangeur 65, l'hélium porté à une température de
20 l'ordre de 2 000°K alimente via une liaison 62 une turbine 44 qui produit l'énergie mécanique nécessaire à l'entraînement, par l'intermédiaire de l'arbre 15, des pompes 10, 14 et 16, du générateur électrique 11 ainsi que bien entendu du compresseur 43 de la boucle. En sortie de la turbine 44, la liaison 63 fait passer l'hélium à travers successivement l'échangeur 42 et l'échangeur 41, après quoi la liaison 64 ramène
25 l'hélium à l'entrée du compresseur 43 en sortie duquel la liaison 61 le ramène dans l'échangeur 65 et ainsi de suite.

Le circuit d'hydrogène 20 est le suivant : conduit 21, pompe 10, échangeur 12 de refroidissement du générateur électrique 11, pompe 14, liaison 5', échangeur 41 puis, à travers la liaison 52, l'échangeur 55 pour son réchauffement par
30 le coeur nucléaire 19, puis ligne 26 d'alimentation 27 de l'entrée d'injection 5 de la tuyère 1 en amont de son col 3.

Le circuit d'oxygène 30 est le suivant : pompe 16, liaison 35, échangeur 42, liaison 33 en direction de la tuyère qui est refroidie en 34 à contre-courant et amenée en 37 dans la région d'injection 5 de la tuyère 1 en amont de son col 3.

- 5 Le rapport de compression du cycle de BRAYTON peut être choisi pour optimiser le rendement de la boucle de puissance. Ce rapport optimal r_{opt} est donné par la formule suivante :

$$(V) \quad r_{opt} = \left(\frac{T_3}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{2(\gamma-1)}} = 82,2$$

avec $T_3 = 2\,000^\circ\text{K}$ et $T_1 = 60^\circ\text{K}$.

- 10 Le rendement de la boucle de puissance est alors donné par la formule suivante :

$$(VI) \quad \eta = 1 - \sqrt{\frac{T_1}{T_3}} = 0,827$$

Ce rendement élevé de la boucle de puissance s'explique par le fait que le cycle fonctionne entre deux températures extrêmes.

- 15 La température T_4 à la sortie de la turbine est donnée par la formule suivante :

$$(VII) \quad T_4 = T_3 / r_{opt}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 346 \text{ K}$$

- 20 Cette température convient pour un refroidissement en cascade par l'oxygène et par l'hydrogène. En première approximation, en considérant la théorie des gaz parfaits, on obtient les variations de température suivantes : l'hélium est amené de 346°K à 200°K dans l'échangeur d'oxygène 42, puis vers 60°K dans l'échangeur d'hydrogène 41. De ce fait, l'oxygène est réchauffé de 90°K à à peu près 326°K et l'hydrogène de 40°K jusqu'à 180°K . On obtient pour un débit massique de 468 kg/s , les caractéristiques suivantes :

- 25 oxygène : 401 kg/s $\Delta T = 236^\circ\text{K}$ $C_p = 917 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$ $L = 213\,000 \text{ J/kg}$
hydrogène : $66,9 \text{ kg/s}$ $\Delta T = 140^\circ\text{K}$ $C_p = 14300 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$ $L = 450\,000 \text{ J/kg}$
 $H = H_{O_2} + H_{H_2} \cong 336 \text{ MW}$

C_p : coefficient de compressibilité à pression constante.

La précision de ce calcul peut être améliorée en prenant en compte des propriétés réelles des fluides. Etant donné que les flux de chaleur qui sont transférés à travers les échangeurs sont les pertes d'un moteur thermique dont le rendement η est de 0,827, la puissance totale P_m et la puissance mécanique disponible

5 P_{mec} sont :

$$- P_m = \frac{336}{0,173} = 1,94 \text{ GW, et}$$

$$- P_{mec} = 0,827 \times 1,94 = 1,74 \text{ GW.}$$

La puissance mécanique est utilisée par les turbopompes 10, 14 et 16 et par le générateur électrique 11. Les turbopompes 10 et 14 affectées à l'hydrogène

10 nécessitent environ 30 MW alors que la turbopompe 16 affectée à l'oxygène nécessite 9 MW. Ceci est presque négligeable si on le compare à la puissance totale disponible.

Etant donné que la production d'électricité peut être réalisée de manière supraconductive et que les pertes restantes sont utilisées pour chauffer le flux dans le circuit de refroidissement, on peut supposer en première approximation que

15 cette puissance est presque entièrement utilisée pour le chauffage par induction dans la branche 8 disposée autour de la région 4 de la tuyère 1.

La puissance totale P_N fournie par le générateur nucléaire 19 est égale à la somme de la puissance qu'il fournit à la boucle d'hélium P_m et de la puissance P_r qu'il fournit pour le réchauffage de l'hydrogène.

20 On a :

$$P_r = (2\,000 - 180) \times 14\,300 \times 66,9 = 1,74 \text{ GW}$$

$$P_N = P_r + P_m = 3,68 \text{ GW.}$$

L'application des formules ci-dessus donne les résultats suivants pour un moteur qui est comparable au moteur de type SSME en ce qui concerne le

25 flux massique et la pression de sortie :

$$V_e = 5\,340 \text{ m/s}$$

$$I_{sp} = 561 \text{ s}$$

$$T = 2\,580 \text{ kN.}$$

La masse m_c du générateur nucléaire 19 est de l'ordre :

30
$$m_c = \frac{3680}{0,2} = 18\,400 \text{ kg}$$

Cette masse ne prend pas en compte la masse des boucliers de protection qui peuvent être nécessaires en cas de la présence d'un équipage, et en fonction de sa distance du générateur nucléaire 19.

5 Les turbopompes 10, 14 et 16 étant mues à partir de l'énergie nucléaire, dans les conditions normales de fonctionnement, les flux de fluides propulseurs sont proportionnels à la puissance nucléaire fournie, de telle sorte que toutes les températures opérationnelles peuvent être considérées comme constantes. Il en résulte que le moteur peut être contrôlé facilement en utilisant le contrôle de la réaction nucléaire comme seul paramètre de commande.

10 La Figure 3 représente un dispositif de propulsion nucléochimique à induction avec une injection directe. La machine de type BRAYTON utilise un des fluides, ici l'hydrogène, mais elle fonctionne en boucle ouverte puisque l'hydrogène est ensuite dirigé vers la tuyère.

15 Le circuit 20 d'hydrogène comprend donc le tuyau d'amenée 21, la pompe 10, la liaison 22, l'échangeur 12 de refroidissement du générateur électrique 11, la liaison 23, puis le compresseur 43 et, à travers une liaison 57, un échangeur 66 avec le générateur nucléaire 19 puis une liaison 58 qui assure le passage à travers la turbine 44 pour l'entraînement de celle-ci et le retour vers le générateur nucléaire où l'hydrogène est réchauffé dans un échangeur 56 après quoi, par une liaison 59, il est
20 amené en 27 à la chambre d'injection 5 qui située en amont du col 3 de la tuyère 1 et qui forme une chambre de combustion.

25 Le circuit 30 d'oxygène se réduit à la liaison d'amenée 31, à la pompe 16, à la liaison 33 et à la circulation à contre-courant 34 autour des régions 6 et 7 de la tuyère 1 et autour de la chambre d'injection 5, après quoi l'oxygène est injecté dans ladite chambre d'injection à travers le conduit 37.

30 Le concept de la Figure 3 présente l'avantage d'éviter les échangeurs thermiques fluide/fluide, ce qui permet de diminuer la masse embarquée. Par contre, il présente l'inconvénient que la turbine 44 ne peut pas détendre l'hydrogène en dessous de la pression de la chambre de combustion 5. En conséquence, et pour extraire une puissance mécanique suffisante tout en limitant la pression de la boucle de puissance lorsqu'elle traverse le générateur nucléaire 19, la pression dans la chambre de

combustion 5 est limitée, ce qui fait que ce concept ne peut pas être utilisé à pression atmosphérique avec un taux suffisant de détente et que son utilisation est donc limitée aux étages supérieurs d'un engin spatial.

Pour obtenir un ordre de grandeur des paramètres de fonctionnement possible, on peut supposer que l'hydrogène comprimé par la pompe 10 arrive à l'entrée du compresseur 43 à une pression qui est égale à celle de la chambre de combustion 5. De ce fait, le cycle thermodynamique de l'hydrogène est exactement un cycle de BRAYTON comme dans une boucle fermée. On peut choisir 400 bars comme pression P_2 limite du générateur nucléaire 19, et 10 bars en tant que pression P_1 la plus faible qui peut être obtenue dans la chambre de combustion 5. Le rendement du cycle de BRAYTON est η :

$$(VIII) \quad \eta = 1 - r_p^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = 0,651$$

$$\text{avec } r_p = \frac{P_2}{P_1}, \text{ et}$$

$$15 \quad \gamma = 1,4$$

$$P_2 = 400 \text{ b}$$

$$P_1 = 10 \text{ b}$$

Si la température T_1 de l'hydrogène à l'entrée du compresseur 43 est égale à 40°K, sa température T_2 en sortie du compresseur est :

$$20 \quad (IX) \quad T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 115^\circ\text{K}$$

L'hydrogène est chauffé jusqu'à $T_3 = 2000^\circ\text{K}$ dans le générateur nucléaire 19 et est ensuite détendu dans la turbine 44 où il se refroidit à une température T_4 , avec :

$$(X) \quad T_4 = T_3 \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 697 \text{ K}$$

25 La chaleur P_m fournie par le générateur 19 au moteur thermique est donc :

$$P_m = 14\,300 \times (2000 - 115) \times 669 = 1,8 \text{ GW}$$

Et la puissance mécanique disponible est donc :

$$P_{\text{mech}} = 0,651 \times 1,18 = 1,17 \text{ GW}$$

L'énergie mécanique est consommée par les turbopompes 10 et 16 et par le générateur électrique 11 qui alimente la boucle 8 disposée autour de la région 4.

5 Ici aussi, l'énergie qui est utilisée par les turbopompes est négligeable par rapport à l'énergie qui est consommée par le générateur électrique 11, et qui est supposée être entièrement employée sous forme de chaleur en sortie de la tuyère 1.

10 Après son passage à travers la turbine 44, l'hydrogène est donc réchauffé de nouveau par le générateur nucléaire dans l'échangeur 56 et sa température est portée de 697°K jusqu'à 2 000°K. La puissance P_r fournie à l'hydrogène à cette occasion est égale à

$$P_r = 14\,300 \times (2\,000 - 697) \times 669 = 1,25 \text{ GW.}$$

15 Et la puissance totale P_N fournie par le générateur nucléaire est égale à

$$P_N = P_m + P_r = 3,05 \text{ GW}$$

L'application des formules données ci-dessus permet de déduire les performances d'un moteur qui aurait le même débit massique et le même rapport de détente qu'un moteur de type SSME :

20 $V_e \cong 5160 \text{ m/s}$

$$I_{sp} = 526 \text{ s}$$

$$T = 2\,415 \text{ kN.}$$

25 On remarquera que, étant donné que la pression de la chambre de combustion est réduite d'un facteur environ 20 par rapport à celle qui existe dans un moteur de type SSME, la taille de la tuyère doit être augmentée d'un facteur qui est sensiblement égal à 4,5 pour maintenir le même rapport de détente. Cependant, un rapport de détente plus faible peut s'avérer suffisant en pratique.

La masse du générateur nucléaire 19 qui est requise pour le moteur de la Figure 3 est de l'ordre :

30
$$m_C = \frac{3050}{0,2} \cong 15\,000 \text{ kg.}$$

La Figure 4 est relative à un dispositif nucléothermique à induction. Un seul fluide, ici l'hydrogène, est utilisé. Le circuit d'hydrogène 20 est substantiellement le même que celui de la Figure 3 (cycle ouvert), mais, le conduit 58 se prolonge par une section 59' qui longe à contre-courant le pourtour de la tuyère 1 et de la chambre d'injection 5 afin de les refroidir. En aval de la section 59', le circuit traverse l'échangeur 56 avec le coeur nucléaire 19, puis présente une section 59 qui alimente la chambre d'injection 5.

La poussée est produite par l'hydrogène chauffé et à technologie identique en ce qui concerne le coeur nucléaire 19, le dispositif à induction (boucle 8) permet d'obtenir des meilleurs résultats en impulsion spécifique que les moteurs nucléothermiques classiques.

Pour les mêmes raisons que le dispositif nucléochimique de la Figure 3 qui est également à injection directe, ce moteur ne peut être utilisé que pour les étages supérieurs.

Des calculs peuvent être réalisés de la même façon que pour le moteur nucléochimique à injection directe. On suppose par exemple que la pression maximale du générateur nucléaire est de 400 bars et que la pression de sortie de la turbine est au minimum égale à 10 bars. On suppose également que la pompe 10 porte la pression de l'hydrogène jusqu'à 10 bars pour une température de 40°K à l'entrée du compresseur 43.

Le rendement du cycle de BRAYTON est alors égal à 0,651. La température de l'hydrogène à la sortie du compresseur 43 est de 115°K et elle est de 2 000°K à l'entrée de la turbine 44 alors, qu'à la sortie de la turbine 44, elle est de 697°K.

La chaleur produite par le générateur nucléaire 19 est de 1,8 GW, dont 1,17 GW est transformé en puissance mécanique. En fonction du transfert de chaleur le long des parois de la tuyère 1, la puissance de réchauffage est inférieure à 1,25 GW. Dans ces conditions, la puissance totale fournie par le générateur nucléaire est quelque peu inférieure à 3,05 GW.

Dans ce cas, la formule qui donne la vitesse V_e à la sortie de tuyère est modifiée pour tenir compte du fait qu'il n'existe pas de réaction chimique :

$$(XI) \quad V_e = \sqrt{2 \frac{P_N}{q} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad \text{avec } \gamma = 1,4$$

$$\text{d'où } V_e = 8\,917 \text{ m/s} \quad I_{sp} = 909 \text{ s}$$

$$T = 596\,000 \text{ N.}$$

5 La valeur nettement plus élevée de l'impulsion spécifique I_{sp} par rapport au cas de la Figure 3 est dû au fait que l'énergie est fournie à un gaz de masse molaire nettement inférieure puisque le seul gaz utilisé est l'hydrogène. La masse du générateur nucléaire est de 15 tonnes comme précédemment.

10 Les résultats ci-dessus ont été obtenus avec un générateur nucléaire fonctionnant jusqu'à une température égale à 2000°K . Si l'on compare ce résultat avec les performances calculées d'un moteur nucléothermique connu qui travaille avec le même débit massique d'hydrogène, la même tuyère, mais avec une température de 3000°K pour le générateur nucléaire, on obtiendrait, pour ce moteur, les résultats suivants :

$$15 \quad P_N = 14\,300 \times (3\,000 - 40) \times 66,9 = 2,87 \text{ GW}$$

$$V_e = 8\,650 \text{ m/s}$$

$$I_{sp} = 881 \text{ s}$$

$$\text{la poussée } T = 578\,000 \text{ N}$$

20 Une technologie qui autoriserait une température aussi élevée du coeur nucléaire que pour la propulsion nucléothermique classique (3000°K) serait nettement plus difficile à mettre en oeuvre, mais elle pourrait cependant être utilisée dans le cadre de la présente invention.

25 La Figure 5 est relative à un dispositif de propulsion nucléothermique à induction pourvu d'une boucle d'induction 8 disposée autour de la région 4, avec une boucle fermée de génération de puissance (comme dans le cas de la Figure 2) mais sans circuit d'oxygène.

30 Le circuit 20 d'hydrogène comprend la ligne d'amenée 21, la pompe 10, la conduite 22, le circuit de refroidissement 12 du générateur électrique 11, la ligne 23, la pompe 14, la ligne 51, l'échangeur 41, la ligne 52 qui se prolonge en aval par un échange en 52' avec la tuyère de sortie 1. Ensuite, la ligne 52' amène

l'hydrogène à traverser un échangeur 55 avec le générateur nucléaire 19, puis une ligne 26 l'amène en 27 à une injection dans la chambre d'injection 5.

Le circuit fermé d'hélium comprend l'échangeur 65, la conduite 62, la turbine 44, une ligne 63, l'échangeur 41 avec l'hydrogène fourni par la pompe 14, la
 5 ligne 64, le compresseur 43, et la ligne 61 d'alimentation de l'échangeur 65 et ainsi de suite.

L'optimisation de la boucle de puissance à hélium est la même que pour le dispositif de propulsion nucléochimique à induction de la Figure 2. Le rapport optimal de compression est égal à 82,2, le rendement de la boucle de puissance est de
 10 0,827 et la température à la sortie de la turbine 44 est égale à 346°K.

Le refroidissement de cette boucle est obtenu en élevant la température de l'hydrogène depuis 40°K jusqu'à 326°K dans l'échangeur 41, la puissance H transférée étant alors égale à

$$H = 14\,300 \times (326 - 40) + 450\,000 \times 66,9 = 304 \text{ MW}$$

15 La puissance totale P_m fournie à la boucle est égale à $\frac{304}{0,173} = 1,75 \text{ GW}$,

et la puissance mécanique disponible P_{mech} est égale à 1,46 GW.

La puissance de réchauffage P_r de l'hydrogène est égale à :

$$P_r = (2\,000 - 326) \times 14\,300 \times 66,9 = 1,6 \text{ GW}$$

La puissance totale P_N fournie par le générateur nucléaire 19 est
 20 égale à

$$P_N = P_r + P_m = 3,35 \text{ GW}$$

On a :

$$V_e = 9\,320 \text{ m/s}, I_{sp} = 967 \text{ s et } T = 635\,000 \text{ N}$$

La masse du générateur nucléaire 19 est de l'ordre de 16,7 tonnes.

25 Un dispositif de propulsion selon la présente invention peut utiliser successivement plusieurs des cycles décrits à condition d'être pourvu de différentes tuyères adaptées à différents modes de fonctionnement. Par exemple, il est possible pour un vaisseau spatial de décoller du sol en mettant en oeuvre un cycle nucléochimique à boucle fermée et à induction qui procure la poussée T la plus élevée
 30 et, lorsque tout l'oxygène a été consommé, le véhicule, qui est beaucoup plus léger,

peut être ensuite propulsé selon un cycle nucléothermique inductif qui présente une poussée T plus faible, mais qui présente l'impulsion spécifique I_{sp} la plus élevée.

REVENDECATIONS

1. Dispositif de propulsion comportant une chambre d'injection d'au moins un fluide de propulsion, qui est disposée en amont d'une tuyère d'éjection de gaz, caractérisé en ce qu'il présente une boucle d'induction (8) qui entoure une zone
5 (4) de la tuyère (1) pour chauffer les gaz éjectés, et en ce qu'il présente un générateur électrique haute fréquence (11) pour alimenter ladite boucle d'induction (8).

2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'au moins un desdits fluides reçoit de la chaleur en amont de son injection dans ladite chambre d'injection (5), à partir d'un échangeur de refroidissement (34, 52', 59') de la tuyère (1)
10 et/ou de la chambre d'injection (5).

3. Dispositif selon une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce qu'au moins un desdits fluides de propulsion alimente au moins un premier échangeur (12) de refroidissement du générateur électrique (11).

4. Dispositif selon une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce
15 que la chambre d'injection (5) présente une première entrée (27) pour un premier fluide de propulsion, et une deuxième entrée (37) pour un deuxième fluide de propulsion qui entrent dans la chambre d'injection (5) et réagissent chimiquement pour produire de la chaleur.

5. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en ce qu'il
20 présente un générateur nucléaire (19) qui constitue une source chaude pour un moteur thermique (18) qui est couplé au générateur électrique (11) et en ce qu'au moins un desdits fluides de propulsion est fourni sous forme cryogénique et traverse au moins un deuxième échangeur (17, 41, 42) pour constituer une source froide pour le moteur thermique (18).

25 6. Dispositif selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'au moins un desdits fluides de propulsion alimente au moins un troisième échangeur (29) qui est chauffé par ledit générateur nucléaire (19) et qui est disposé en aval dudit deuxième échangeur (17).

7. Dispositif selon une des revendications 4 à 6, caractérisé en ce
30 que le moteur thermique (11) entraîne au moins une pompe (14, 16) de mise en circulation et en pression d'au moins un desdits fluides de propulsion.

8. Dispositif selon une des revendications 5 à 7, caractérisé en ce que le moteur thermique est de type en circuit fermé avec un fluide de travail, qui est comprimé par un compresseur (43) et qui fait tourner une turbine (44) qui entraîne le générateur électrique (11), avec une source froide constituée par lesdits premier et/ou
 5 deuxième fluides de propulsion, et avec une source chaude qui est constituée par le générateur nucléaire (19).

9. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en ce qu'il comporte un générateur nucléaire (19), un compresseur (43) et une turbine (44), qui entraîne au moins le compresseur (43) et ledit générateur électrique (11), et en ce que
 10 ledit premier fluide, fourni sous forme cryogénique est dirigé dans un circuit comprenant successivement de l'amont vers l'aval :

- a) ledit compresseur (43) où il est comprimé
- b) le générateur nucléaire (19) où il est chauffé
- c) la turbine (44) afin d'entraîner celle-ci
- 15 d) de nouveau le générateur nucléaire (19) où il est chauffé
- e) la première entrée (27) de la chambre d'injection (5).

10. Dispositif selon une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que la chambre d'injection (5) présente une seule entrée (27) d'un fluide de propulsion sous forme gazeuse, notamment l'hydrogène.

20 11. Dispositif selon la revendication 10, caractérisé en ce qu'il comporte un moteur thermique, de type en circuit fermé avec un fluide de travail qui est comprimé par un compresseur (43) et qui fait tourner une turbine (44) qui entraîne un générateur électrique (11), avec une source froide qui est constituée par ledit fluide de travail et une source chaude qui est constituée par un générateur nucléaire (19).

25 12. Dispositif selon la revendication 10, caractérisé en ce qu'il comporte un générateur nucléaire (19), un compresseur (43) et une turbine (44), qui entraîne au moins le compresseur (43) et un générateur électrique (11), et en ce que le fluide de propulsion, fourni sous forme cryogénique est dirigé dans un circuit comprenant successivement de l'amont vers l'aval :

- 30 a') ledit compresseur (43) où il est comprimé
- b') le générateur nucléaire (19) où il est chauffé

- c') la turbine (44) afin d'entraîner celle-ci
- d') de nouveau le générateur nucléaire (19) où il est chauffé
- e') ladite entrée (27) de la chambre d'injection (5).

REVENDICATIONS

1. Dispositif de propulsion comportant une chambre d'injection d'au moins un fluide de propulsion, qui est disposée en amont d'une tuyère d'éjection de gaz, caractérisé en ce qu'il présente une boucle d'induction (8) qui entoure une zone
5 (4) de la tuyère (1) pour chauffer les gaz éjectés, et en ce qu'il présente un générateur électrique haute fréquence (11) pour alimenter ladite boucle d'induction (8).

2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'au moins un desdits fluides reçoit de la chaleur en amont de son injection dans ladite chambre d'injection (5), à partir d'un échangeur de refroidissement (34, 52', 59') de la tuyère (1)
10 et/ou de la chambre d'injection (5).

3. Dispositif selon une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce qu'au moins un desdits fluides de propulsion alimente au moins un premier échangeur (12) de refroidissement du générateur électrique (11).

4. Dispositif selon une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce
15 que la chambre d'injection (5) présente une première entrée (27) pour un premier fluide de propulsion, et une deuxième entrée (37) pour un deuxième fluide de propulsion qui entrent dans la chambre d'injection (5) et réagissent chimiquement pour produire de la chaleur.

5. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en ce qu'il
20 présente un générateur nucléaire (19) qui constitue une source chaude pour un moteur thermique (18) qui est couplé au générateur électrique (11) et en ce qu'au moins un desdits fluides de propulsion est fourni sous forme cryogénique et traverse au moins un deuxième échangeur (17, 41, 42) pour constituer une source froide pour le moteur thermique (18).

25 6. Dispositif selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'au moins un desdits fluides de propulsion alimente au moins un troisième échangeur (29) qui est chauffé par ledit générateur nucléaire (19) et qui est disposé en aval dudit deuxième échangeur (17).

30 7. Dispositif selon une des revendications 5 ou 6, caractérisé en ce que le moteur thermique (18) entraîne au moins une pompe (14, 16) de mise en circulation et en pression d'au moins un desdits fluides de propulsion.

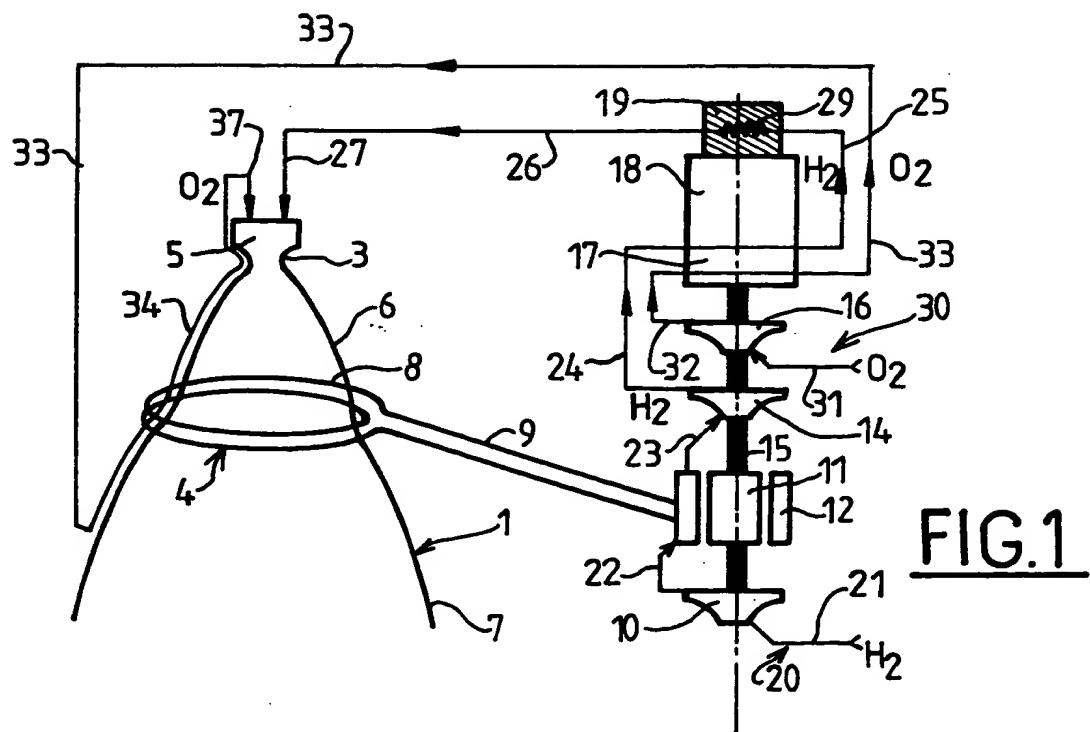


FIG.1

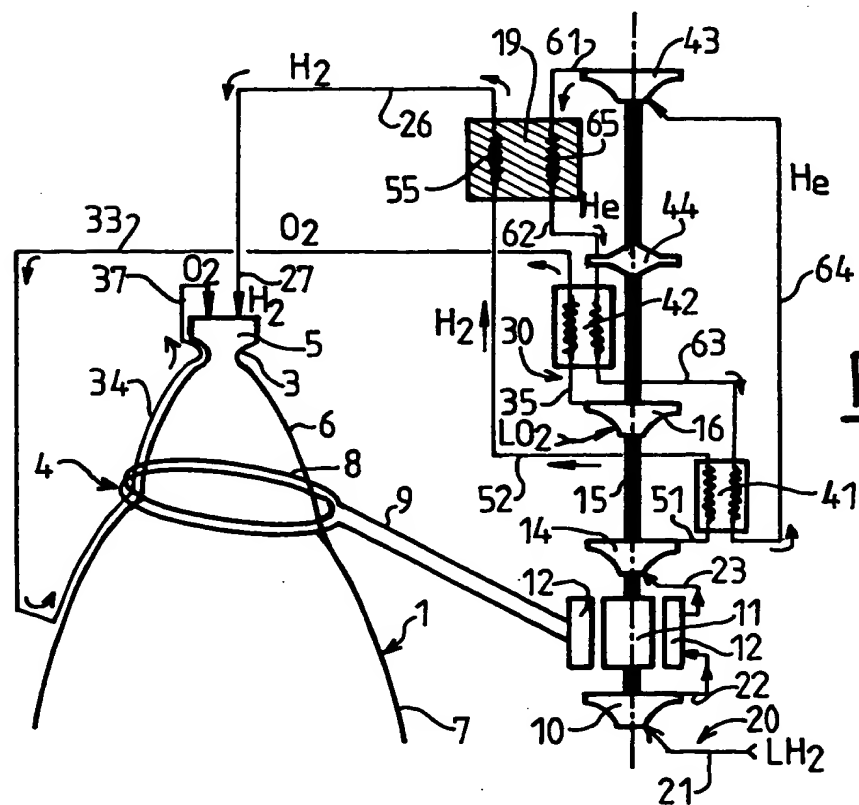


FIG.2

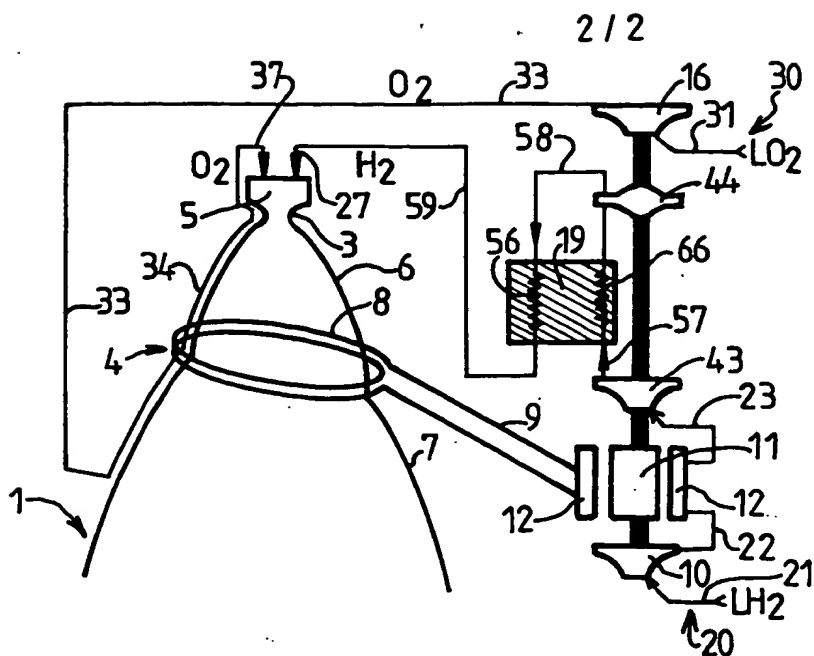


FIG. 3

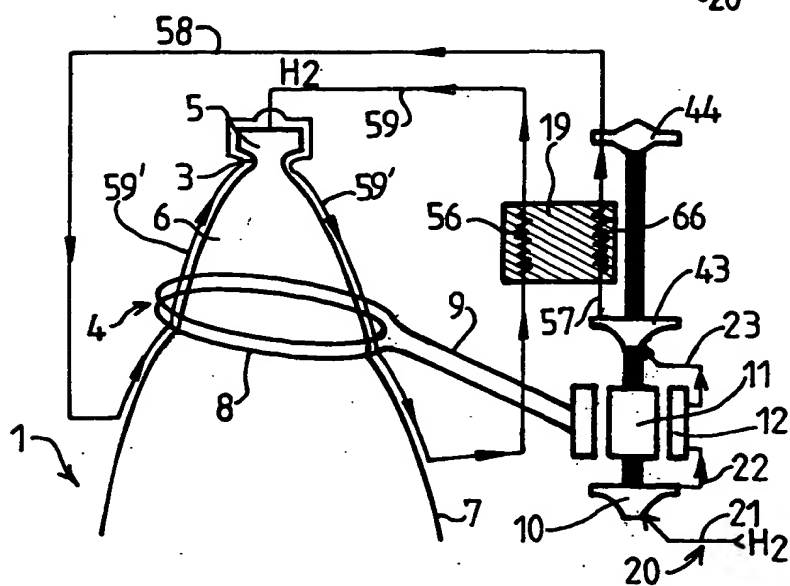


FIG. 4

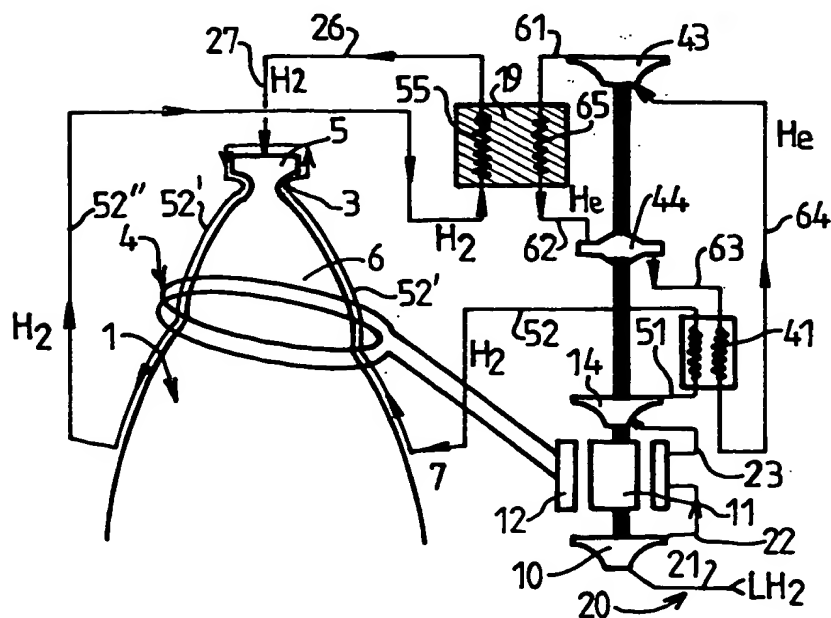


FIG. 5

This Page Blank (uspto)

RAPPORT DE RECHERCHE
PRELIMINAIREétabli sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la rechercheN° d'enregistrement
nationalFA 571145
FR 9900880

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
A	US 5 589 758 A (BLACKMON JAMES B ET AL) 31 décembre 1996 * abrégé *	1
A	US 5 410 578 A (WALTON LEWIS A) 25 avril 1995 * abrégé *	1
A	US 3 173 248 A (CURTIS ET AL.) 16 mars 1965 * figures *	1
A	US 4 866 929 A (KNOWLES STEVE ET AL) 19 septembre 1989 * figures *	1
A	US 5 052 638 A (MINOVITCH MICHAEL A) 1 octobre 1991 * figure A *	1
A	US 3 243 954 A (G.L.CANN) 5 avril 1966 * figure 4 *	1
A	US 4 739 200 A (OBERLY CHARLES E ET AL) 19 avril 1988 * abrégé *	1
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.CL.6)
		F03H F02K G21D B64G
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
30 septembre 1999		Argentini, A
<p>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>		

This Page Blank (uspto)